

MODULARIO
ICA - 101

101501552
REC'D PCT/PTO 16 JUL 2004

PCT/EP03/00349

- DG 1

Mod. C.E. - 1-4-7 #2

10.02.2003

(83)

REC'D 17 FEB 2003

PCT

Ministero delle Attività Produttive
Direzione Generale per lo Sviluppo Produttivo e la Competitività
Ufficio Italiano Brevetti e Marchi
Ufficio G2

Autenticazione di copia di documenti relativi alla domanda di brevetto per: **Invenzione Industriale**

N. **MI2002A 000068**



*Si dichiara che l'unita' copia e conforme ai documenti originali
depositati con la domanda di brevetto sopraspecificata, i cui dati
risultano dall'accluso processo verbale di deposito.*

**PRIORITY
DOCUMENT**
SUBMITTED OR TRANSMITTED IN
COMPLIANCE WITH RULE 17.1(a) OR (b)

59 GEN. 2003

Roma, li

IL DIRIGENTE
Elena Marinelli
Sig.ra E. MARINELLI

BEST AVAILABLE COPY

NUMERO DOMANDA

MI2002A 000000

REG. A

DATA DI DEPOSITO

18/01/2002

NUMERO BREVETTO

DATA DI RILASCIO

/ /

D. TITOLO

"Sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS e relativo metodo"

L. RIASSUNTO

La presente invenzione si riferisce a un sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS (Global Positioning System). Più in particolare, si riferisce ad un sistema modulare di strumentazione per velivoli, preferibilmente aero-velivoli, basato sul GPS, ed al relativo metodo.

In una sua forma di realizzazione il sistema modulare di strumentazione per velivoli comprende: quattro antenne (A1-A4) connesse a quattro ricevitori GPS (GPS1-GPS4) che forniscono in uscita i dati di assetto e le velocità angolari; una scheda di acquisizione dati (S, C) che riceve, memorizza ed elabora detti dati di assetto e dette velocità angolari provenienti da detta scheda di acquisizione dati (S, C) e fornisce dati relativi agli strumenti di bordo di un velivolo; mezzi di visualizzazione (V) di detti dati relativi agli strumenti di bordo. (Fig. 3).

M. DISEGNO

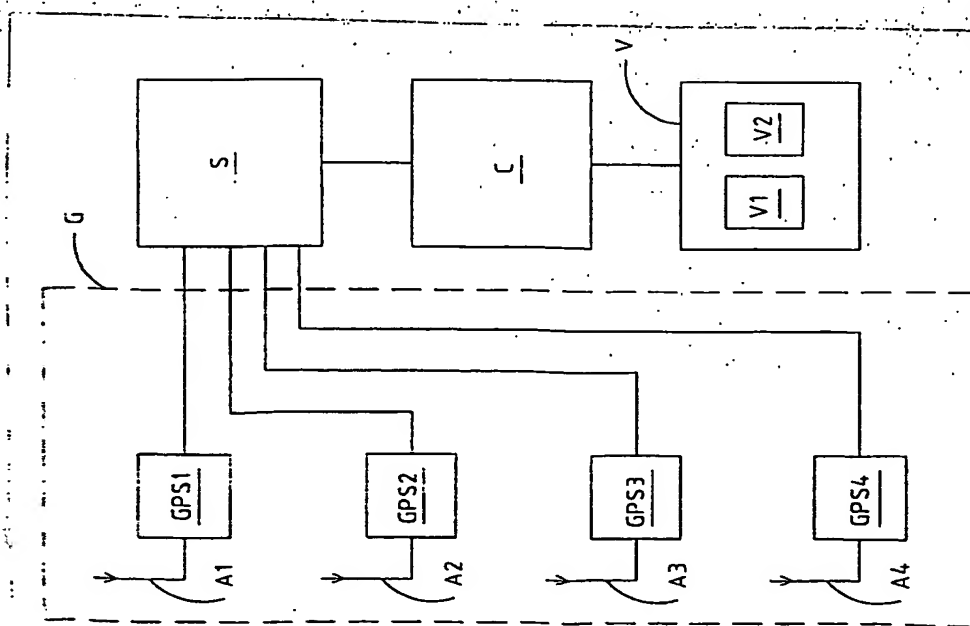


Fig. 3



DESCRIZIONE

dell'invenzione industriale avente per titolo:

"Sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS e relativo metodo"

a nome: Consorzio Politecnico Innovazione.

* * * *

MI 2002 A 000088

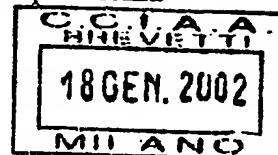
La presente invenzione si riferisce a un sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS (Global Positioning System). Più in particolare, si riferisce ad un sistema modulare di strumentazione per velivoli, preferibilmente aero-velivoli, basato sul GPS, ed al relativo metodo.

Il GPS è un sistema di radiolocalizzazione e di posizionamento costituito da una costellazione di 24 satelliti in orbita circolare, a 20.000 Km di altezza sulla terra. La configurazione orbitale per il sistema GPS è stata scelta per fornire una copertura globale e continua su tutta la superficie terrestre, rendendo disponibili almeno 5 satelliti contemporaneamente visibili da qualunque parte del globo.

Esso è in grado di fornire entro una precisione di alcune decine di metri la posizione (in latitudine, longitudine e altezza) ad un terminale ricevente in qualunque parte del mondo essa si trovi.

Il principio di funzionamento del GPS è sostanzialmente semplice: si tratta di determinare la distanza da tre satelliti S1, S2, S3, la cui posizione nello spazio è nota con precisione, e quindi, mediante opportuni passaggi matematici, determinare la propria posizione.

Infatti, la distanza dai tre satelliti corrisponde alla determinazione di tre sfere aventi centro sui satelliti stessi. L'intersezione delle tre sfere determinano due punti. Delle due soluzioni viene considerata quella più vicina



alla superficie terrestre (e valevole anche per oggetti posti in orbite basse).

La posizione così ottenuta è una posizione relativa allo spazio individuato dai tre satelliti e riferita ad un sistema di coordinate denominato ECEF (Earth Centered, Earth Fixed).

Per avere un riferimento di posizione più convenzionale, altitudine sul livello del mare e coordinate geografiche, il ricevitore dovrà effettuare opportune conversioni di coordinate.

Il GPS offre due livelli di servizi: il Servizio di Posizionamento Standard e quello di Posizionamento di Precisione. Il Servizio di Posizionamento Standard (SPS) è un servizio di posizionamento e temporizzazione disponibile in continuità a tutti gli utenti GPS, utilizzabile in tutto il mondo senza nessuna richiesta particolare.

Il Servizio di Posizionamento Standard è trasmesso sulla frequenza L1 (1575.42MHz) e contiene un codice di comunicazione comune (C/A) e dei dati di navigazione. Tale segnale è trasmesso mediante un codice pseudo-casuale (PRN) che modula la portante L1 con modalità BPSK.

Per la determinazione di assetto di un velivolo sono normalmente utilizzati più antenne e più ricevitori GPS.

I velivoli richiedono inoltre una serie di strumenti per poter essere pilotati quali ad esempio l'orizzonte artificiale, altimetro, virosbandometro, variometro, anemometro, girobussola, ecc. Ognuno di questi strumenti richiede normalmente particolari sensori, eventualmente con parti in movimento, e necessitano di manutenzioni periodiche.

In vista dello stato della tecnica descritto, uno scopo della presente invenzione è quello di provvedere ad un sistema modulare di strumentazione

per velivoli mediante GPS.

In accordo con la presente invenzione, questi ed altri scopi vengono raggiunti mediante un sistema modulare di strumentazione per velivoli comprende: quattro antenne connesse a quattro ricevitori GPS che forniscono in uscita i dati di assetto e le velocità angolari; una scheda di acquisizione dati che riceve, memorizza ed elabora detti dati di assetto e dette velocità angolari provenienti da detta scheda di acquisizione dati e fornisce dati relativi agli strumenti di bordo di un velivolo; mezzi di visualizzazione di detti dati relativi agli strumenti di bordo.

Tali scopi vengono inoltre raggiunti mediante un metodo per la determinazione dei parametri relativi alla strumentazione per velivoli comprendente le seguenti fasi: ricevere una serie di dati di assetto e le velocità angolari da quattro ricevitori GPS; calcolare i valori medi di detti dati di assetto e di dette velocità angolari; memorizzare detti dati; elaborare detti dati di assetto e dette velocità angolari; fornire dati relativi agli strumenti di bordo di un velivolo; visualizzare detti strumenti di bordo di un velivolo.

Grazie alla presente invenzione è possibile realizzare un sistema modulare di strumentazione completa per velivoli di semplice installazione, anche sugli ultraleggeri, avente manutenzione nulla.

L'eliminazione dei differenti sensori e delle loro interfacce, permette di ridurre i costi, i consumi energetici, i pesi e la complessità della strumentazione.

Inoltre la visualizzazione delle informazioni su un apposito monitor sotto forma di strumentazione tradizionale permette la realizzazione di un sistema di navigazione, senza parti mobili, facilmente intelleggibile.

Le caratteristiche ed i vantaggi della presente invenzione risulteranno evidenti dalla seguente descrizione dettagliata di una sua forma di realizzazione pratica, illustrata a titolo di esempio non limitativo negli uniti disegni, nei quali:

la figura 1 e la figura 2 rappresentano la geometria di una coppia d'antenne;

la figura 3 che rappresenta uno schema a blocchi del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione;

la figura 4 rappresenta uno schema a blocchi di una prima variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione;

la figura 5 rappresenta uno schema a blocchi di una seconda variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione;

la figura 6 rappresenta uno schema a blocchi di una terza variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione;

la figura 7 rappresenta uno schema a blocchi di una quarta variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione.

Per assetto di un corpo si intende l'orientamento di una terna di assi, che ~~definiscono~~ il corpo stesso, rispetto ad una seconda terna di assi presa come ~~riferimento~~. L'assetto del corpo può essere espresso, rispetto al sistema di ~~asse~~, tramite una matrice di rotazione chiamata appunto matrice



d'assetto.

Come si vede dalla figura 1, e dalla figura 2, tra due antenne A1 e A2 che ricevono rispettivamente i segnali S1 e S2 è possibile definire il vettore di posizione relativa, chiamato linea base l_1 , e dal calcolo della differenza di fase misurata tra le due antenne, si può definire l'orientamento di questo vettore.

La differenza di fase θ tra i segnali S1 e S2 può essere determinata dalla conoscenza della differenza di cammino percorsa dal segnale per raggiungere le due antenne, cioè il Δr .

Quindi:

$$\Delta r = \bar{b}^T \bar{s} = |\bar{b}| \cdot \cos \theta = \lambda (\Delta \phi - n)$$

dove:

- Δr è la differenza di cammino percorsa dal segnale,
- b è il vettore che identifica la linea base,
- s è il vettore della direzione di arrivo del segnale detto linea di vista,
- λ è la lunghezza d'onda del segnale GPS,
- $\Delta \phi$ è la differenza di fase frazionale,
- n è la differenza di fase intera.

Le linee base sono espresse nel sistema di riferimento assi corpo, mentre le linee di vista del segnale, che in pratica sono il congiungimento tra il ricevitore ed il satellite GPS, sono espresse rispetto al sistema di riferimento della terna inerziale del veivolo.

La trasformazione necessaria a rappresentare le linee base e le linee di vista nello stesso sistema di riferimento non è altro che la matrice d'assetto A .

$$\Delta r = \bar{b}^T A \bar{s} = |\bar{b}| \cdot \cos \theta$$

Quindi la determinazione d'assetto tramite GPS, consiste nel calcolo della matrice d'assetto A tramite la misura della differenza di cammino Δr delle linee di vista.

La matrice d'assetto è una matrice quadrata 3x3, ma dei nove elementi soltanto tre risultano linearmente indipendenti. Infatti gli elementi della matrice sono legati dalle relazioni che esprimono l'ortogonalità e l'ortonormalità degli assi. Quindi per ottenere la matrice d'assetto sono necessari tre equazioni, cioè sono necessarie tre antenne secondarie (slave), ciascuna delle quali genera con la principale (master) una linea base, ed un satellite costantemente visibile.

In questo modo la matrice A viene calcolata semplicemente in maniera deterministica, e quindi la precisione dei risultati non potrà essere maggiore di quella delle misure disponibili.

Per aumentare la precisione della determinazione d'assetto tramite GPS, si passa, in accordo alla presente invenzione, ad un approccio statistico in maniera tale da limitare gli errori. E' necessario quindi raccogliere una serie di misure dalle quali ricavare le informazioni statistiche (ossia calcolare i valori medi) in grado di migliorare il processo di determinazione della matrice d'assetto.

Invece di procedere utilizzando le tre relazioni scalari, usate nel caso deterministico, si utilizzano più misure prese da più satelliti su ogni linea base, quindi:

$$\Delta r_{ik} = \bar{b}_k^T A \bar{s}_i$$

dove:

- i è l'identificativo del satellite GPS i-esimo

- k è l'identificativo della linea base k-esima.

Con lo stesso principio utilizzato per determinare la differenza di cammino percorsa dal segnale, si possono anche determinare le velocità angolari.

Tenendo conto del processo di calcolo della differenza di cammino percorsa dal segnale il calcolo delle velocità angolari risulta come segue:

$$\Delta \dot{\mathbf{r}} = \bar{\mathbf{b}}^T [\boldsymbol{\omega} \wedge] \cdot \mathbf{A} \bar{\mathbf{s}}$$

dove:

- $\Delta \dot{\mathbf{r}}$ è la velocità angolare di rotazione della coppia di antenne espressa rispetto alla terna inerziale del velivolo;

- A è la matrice d'assetto;

- $\boldsymbol{\omega} \wedge$ è una matrice che ha per elementi le componenti del vettore $\boldsymbol{\omega}$ moltiplicate per le componenti dei vettori delle direzioni della terna inerziale del velivolo.

Anche nel caso delle velocità angolari, per aumentare la precisione della determinazione delle stime, si passa, in accordo alla presente invenzione, ad un approccio statistico in maniera tale da limitare gli errori. E' necessario quindi raccogliere una serie di misure dalle quali ricavare le informazioni statistiche in grado di migliorare il processo di determinazione della matrice d'assetto.

Anche in questo caso, invece di procedere utilizzando le tre relazioni scalari, usate nel caso deterministico, si utilizzano più misure prese da più satelliti su ogni linea base, quindi:

$$\Delta \dot{\mathbf{r}}_{ik} = \bar{\mathbf{b}}_k^T [\boldsymbol{\omega} \wedge] \cdot \mathbf{A} \bar{\mathbf{s}}_i$$

dove:

- i è l'identificativo del satellite GPS i -esimo
- k è l'identificativo della linea base k -esima

Comunque, i ricevitori GPS misurano normalmente solo la parte frazionaria della fase $\Delta\phi$ della portante, occorre quindi determinare quante lunghezze d'onda della portante esistono tra le due antenne in un certo tempo, vedi figura 2. Ciò è dovuto al fatto che la lunghezza d'onda della portante è molto piccola (solo 19.03 cm.). Quindi la misura della differenza di fase $\Delta\phi$ non può non tenere conto del numero n dei cicli interi esistenti. E' quindi necessario determinare i cicli interi n che giacciono sulla proiezione della linea base sulla direzione di arrivo del segnale GPS. Questa incertezza chiamata risoluzione di ambiguità dell'intero.

In accordo alla presente invenzione, tale incertezza è risolta mediante un metodo che evita l'inversione di grandi matrici e usa una procedura non iterativa. Dapprima il metodo introduce una disuguaglianza geometrica per ridurre lo spazio di ricerca, poi viene usata una funzione di perdita di gruppo per selezionare la soluzione e quindi viene fatto un controllo finale della soluzione per mezzo di un controllo di integrità sulla matrice covariante degli errori.

Assumendo che tutte le linee base siano complanari deve essere disponibile una serie di linee di vista non complanari. Per tre linee di vista, lo spazio di ricerca consiste in k^3 possibili permutazioni di interi.

Applicando una disuguaglianza alla i_{th} linea di base, il numero di combinazioni cade nell'ordine di $3k^2$. Il ridotto numero di interi consiste in quelli che soddisfano la seguente disequazione.



$$\|b_i\|^2 > \|b_i\|^2 (s_1 s_2)^2 + (\Delta \mathcal{G}_{i1} - n_{i1})^2 - 2(\Delta \mathcal{G}_{i1} - n_{i1})^2 (\Delta \mathcal{G}_{i2} - n_{i2})^2 (s_1 s_2) + (\Delta \mathcal{G}_{i2} - n_{i2})^2$$

Questa equazione riduce lo spazio di ricerca dal momento che per ciascuna linea di base sono considerate simultaneamente solo due linee di vista invece di tre.

La funzione di perdita di gruppo per selezionare la soluzione è la seguente, che deve essere minimizzata.

$$J(n_i) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^L \left\{ \frac{1}{\sigma^2} \left[\|S_i^{-1}(k) \Gamma_i(k) (\Phi_i(k) - n_i)\|^2 - \|b\|^2 + \text{trace}\{S_i^{-1}(k)\} \right]^2 + \log \sigma_i^2(k) \right\}$$

dove

$$\sigma_i^2 = -\text{trace}^2 \{S_i^{-1}(k)\} (\Phi_i(k) - n_i)^T \Gamma_i^T(k) S_i^3(k) \Gamma_i(k) (\Phi_i(k) - n_i)$$

$$\Gamma_i = [\omega_{i1}^{-2} s_1 \omega_{i1}^{-2} s_2 \omega_{i1}^{-2} s_3]$$

$$\Phi_i = \begin{bmatrix} \Delta \Phi_{i1} \\ \Delta \Phi_{i2} \\ \Delta \Phi_{i3} \end{bmatrix}$$

$$n_i = \begin{bmatrix} n_{i1} \\ n_{i2} \\ n_{i3} \end{bmatrix}$$

$$S_i = \omega_{i1}^2 s_1 s_1^T + \omega_{i2}^2 s_2 s_2^T + \omega_{i3}^2 s_3 s_3^T$$

Per assicurare che la soluzione sia quella ottimale si utilizza la stima dell'errore della covarianza.

$$P_i = \left\{ \sum_{k=1}^L \frac{4}{\sigma_i^2(k)} \left| \Phi_i(k) - n_i \right|^T \right\}$$

Il gruppo di interi selezionato è controllato per mezzo di una disuguaglianza sugli elementi diagonali della matrice della covarianza.

Le riflessioni dei segnali, ricevuti dai ricevitori GPS, dovuti ai percorsi multipli (multipath) contribuiscono anch'essi all'indeterminazione del risultato. Per rimuovere tali errori, in accordo alla presente invenzione si usa il

filtro di Kalman esteso ai sistemi non lineari.

Con il filtro di Kalman si stima la grandezza di interesse, in modo che al termine del processo di calcolo sia minimo l'errore residuo; a tale scopo può essere usata una stima ai minimi quadrati.

Il filtro di Kalman è un osservatore ottimo, applicato ad un sistema dinamico sottoposto a casuali perturbazioni. Più precisamente, il filtro di Kalman è un metodo lineare con varianza dell'errore minima, in grado di stimare ottimamente lo stato sconosciuto di un sistema dinamico, tramite misure, insite di rumore, campionate a tempo discreto.

Questo metodo è efficiente ed estremamente semplice. L'aspetto negativo è l'uso di matrici di grosse dimensioni.

Visto che il filtro di Kalman ha la struttura di un osservatore, è necessario solo trovare la matrice di guadagno ottimo K . Infatti la stima del vettore di stato deriva, sia dalla conoscenza della stima del passo precedente, sia dalla misura corrente. L'osservatore, deve pesare opportunamente queste due informazioni, cioè deve determinare l'opportuna matrice di guadagno. L'importanza da dare alla stima precedente o alla misura corrente, deve tener conto dell'imprecisione accumulata durante tutto il processo fino all'istante ~~considerato~~ e dell'influenza del rumore di misura sulle misure raccolte.

Ma il filtro di Kalman è assai versatile ed è quindi possibile applicarlo anche nei sistemi governati da equazioni non lineari. Nel caso di modello non lineare è necessaria solo una linearizzazione delle equazioni, tramite l'approssimazione di Taylor. A questo punto è possibile estendere i concetti del caso di un sistema lineare, ad un sistema non lineare. In questo caso il ~~filtro è denominato~~ filtro di Kalman esteso.

Quindi determinato l'assetto del velivolo e le velocità angolari si determinano i parametri degli strumenti di bordo.

Ci riferiamo ora alla figura 3 che rappresenta uno schema a blocchi del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione.

Quattro antenne A1-A4 sono collegate a quattro ricevitori GPS1-GPS4, a loro volta collegati ad una scheda di acquisizione dati S. La scheda di acquisizione dati S è preferibilmente connessa ad un calcolatore C a sua volta connesso ad un sistema di visualizzazione V composto preferibilmente da due visualizzatori V1 e V2. In una forma di realizzazione preferita il visualizzatore V1 è predisposto alla visualizzazione degli strumenti di bordo ed il visualizzatore V2 è predisposto alla visualizzazione di una mappa con la posizione del velivolo. In alternativa, la scheda di acquisizione dati S può pilotare direttamente il sistema di visualizzazione V. Le antenne A1-A4 e i ricevitori GPS1-GPS4 sono raggruppati a formare un sistema di ricezione GPS denominato G.

La distanza minima fra le antenne è di 1 m e possono essere indifferentemente coplanari o su piani diversi.

Ogni ricevitore GPS genera due blocchi di dati. Il primo (NAVDATA) contiene le informazioni di latitudine, longitudine, altitudine e velocità sui tre assi e rappresenta le informazioni già elaborate dal ricevitore. Il secondo record contiene i dati grezzi (RAW DATA) riguardanti i satelliti visti dal ricevitore in quel momento (i ricevitori commerciali sono in grado di gestire fino ad un massimo di 12 segnali contemporaneamente provenienti da 12 satelliti) e contengono l'informazione di fase del segnale indispensabile per il

calcolo dell'assetto

I due record sono in formato ASCII, secondo il protocollo NMEA0183. L'ingresso (comandi) e l'uscita (dati) dei ricevitori GPS devono poter essere gestiti attraverso le loro uscite seriali. Un ricevitore GPS adatto per la presente invenzione è ad esempio il prodotto commerciale denominato Garmin.

Le antenne A1-A4 ricevono i segnali dalla costellazione di satelliti GPS.

La scheda di acquisizione dati S invia un comando di acquisizione dati ai quattro ricevitori GPS1-GPS4, essi acquisiscono i RAW DATA (max 12 per ogni ricevitore) e i NAVDATA e li inviano alla scheda di acquisizione dati S, che li elabora in accordo al metodo sopra descritto e genera i 3 angoli d'assetto e le 3 velocità angolari.

La scheda di acquisizione dati S invia i 3 angoli d'assetto e le 3 velocità angolari al calcolatore C che genera i parametri degli strumenti di bordo (orizzonte artificiale, altimetro, virosbandometro, roll e pitch, variometro, anemometro, girobussola direzionale, G-Metro) e la grafica degli stessi che vengono inviati al visualizzatore V1.

L'altimetro è uno strumento usato per misurare la distanza verticale di un oggetto (aeromobile) rispetto ad un livello fisso (per esempio il livello medio del mare MSL: Mean Sea Level).

Sui moderni aeromobili sono installati due tipi di altimetro: l'altimetro a pressione e il radioaltimetro.

L'altimetro a pressione misura la variazione della pressione statica esterna all'aereo e la trasforma in indicazione di quota rispetto ad una pressione di riferimento selezionabile sugli stessi altimetri tramite un apposito pomello. L'indicazione di quota viene normalmente presentata mediante un indice (per



indicare le centinaia e le migliaia di piedi). Il difetto di questo sistema consiste proprio nell'imporre il valore di riferimento per la pressione.

Il radioaltimetro è invece uno strumento che misura, tramite onde radio, la distanza verticale di un oggetto (aeromobile) rispetto al terreno sottostante. I radioaltimetri a bordo degli aerei commerciali vengono usati solo per quote da 0 a 2500 piedi e garantiscono un'ottima precisione.

L'altimetro generato tramite GPS offre le stesse precisioni di un radioaltimetro ma senza la limitazione sulla quota di impiego.

Dai NAVDATA si estrae direttamente il valore di altitudine rispetto al geoide di riferimento WGS84.

L'indicatore di assetto, detto anche "orizzonte artificiale", è l'unico strumento che consente di controllare contemporaneamente il beccheggio/assetto dell'aereo e il grado di virata/rollio. È controllato normalmente da un giroscopio a 2 gradi di libertà che mantiene il proprio orientamento in relazione all'orizzonte reale anche quando l'aeroplano si inclina, sale o scende. L'indicatore di assetto può sostituire la visione dell'orizzonte reale in assenza di visibilità esterna.

Mediante l'uso degli angoli e delle velocità angolari elaborate dai RWADATA possiamo costruire l'orizzonte artificiale senza aver necessità di giroscopi.

Costruiamo la matrice d'assetto A come da precedente spiegazione.

Con gli elementi della matrice A si costruisce graficamente l'assetto del velivolo.

La velocità con cui un aereo si sposta attraverso l'aria circostante può essere misurata e calcolata in vari modi. La IAS (Indicated Air Speed) è la

velocità indicata dall'anemometro ed è espressa in nodi.

L'anemometro o indicatore di velocità relativa all'aria è uno strumento che consente di misurare ed indicare la velocità dell'aereo rispetto all'aria esterna che lo circonda.

Lo strumento, chiamato tubo di Pitot, misura la differenza tra la pressione d'impatto e quella statica ottenendo quindi la pressione dinamica che può essere convertita in valori di velocità indicati, normalmente, in nodi tramite indice o contatori.

La CAS (Calibrated Air Speed) si ottiene dalla velocità indicata correggendo sia l'errore strumentale sia l'errore di posizione. La TAS (True Air Speed) si ottiene sempre dalla velocità indicata applicando le correzioni di densità dell'aria in base alla temperatura e pressione. La velocità al suolo (GS, Ground Speed) si ottiene dalla TAS introducendo la correzione per vento contrario o in coda.

Dai NAVDATA estraiamo direttamente il vettore velocità il cui modulo corrisponde alla GS.

E' una misura della velocità che prescinde dalle misure barometriche e dalle relative correzioni dei valori atmosferici.

Il virosbandometro è uno strumento in grado di indicare contemporaneamente l'angolo di virata di un aeromobile e se la stessa avviene in modo coordinato o meno. Generalmente il virosbandometro è costituito da due strumenti: uno giroscopico per indicare mediante indice se l'aeromobile sta virando a destra od a sinistra, ed una livella a sfera di tipo curvilineo per indicare se la virata avviene in modo coordinato e pertanto priva di sbandamenti. Solo quando la sfera è centrata l'aeromobile sta eseguendo una

virata coordinata, poiché in tal caso la forza di gravità combinata con la forza centrifuga della virata mantiene la sfera al centro.

Dai RAWDATA elaborati estraiamo la matrice d'assetto, le velocità angolari e le componenti della velocità sui tre assi.

Con queste informazioni si ricostruisce il virosbandimento senza avere giroscopi o livelle.

Il variometro è uno strumento che misura la componente verticale della velocità mediante un sensore di accelerazione (damper).

Con questo strumento il pilota è in grado di sapere se il velivolo guadagna o perde quota indipendentemente dall'assetto del velivolo.

Dai RAWDATA elaborati otteniamo direttamente la V_z cioè la componente della velocità lungo l'asse perpendicolare alla direzione della velocità del vento relativa.

Nota la posizione in termini di latitudine, longitudine e altitudine è nota anche la posizione dei punti cardinali e quindi posso visualizzare l'ago della bussola.

Noto il vettore velocità nelle sue tre componenti lungo i tre assi della terna inerziale posso visualizzare lo spostamento dell'ago della bussola a seconda della direzione della prua del velivolo.

Le variazioni di velocità nel tempo lungo i tre assi mi danno le accelerazioni che si compongono nel vettore accelerazione del velivolo a .

Se proietto il vettore a nella direzione dell'accelerazione di gravità g ho la componente di accelerazione, che può essere espressa come numero multiplo di g .

Il calcolatore C elabora anche i NAVDATA, che sovrapposti a una

mappa digitale opportunamente memorizzata permettono di realizzare la moving map sul visualizzatore V2.

Utilizzando il sistema sopra descritto come unità principale e sostituendo o aggiungendo altre unità, descritte nel seguito, esso può essere impiegato con diverse finalità. I sottosistemi posso poi essere sommati fra loro a formare una struttura di aeronavigazione integrata che consente, con un unico principio tecnologico, il GPS, di disporre di un velivolo versatile (IFR) e sicuro.

Ci riferiamo ora alla figura 4 che rappresenta uno schema a blocchi di una prima variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione.

Il sistema di ricezione GPS denominato G è connesso alla scheda di acquisizione dati S e quindi ad un registratore R racchiuso in un contenitore CONT. Il registratore R è ad esempio costituito da un registratore a nastro magnetico per uso aeronautico ed il contenitore CONT è un contenitore corazzato in acciaio.

La scheda di acquisizione dati S invia i dati di assetto (3 angoli e 3 velocità angolari), la posizione (latitudine, longitudine e altezza) e la data e l'ora, ad intervalli regolari, al registratore R per la registrazione. Si ha quindi una vera e propria scatola nera che permette, in sede di indagine, di determinare modalità, cause e responsabilità degli incidenti.

Ci riferiamo ora alla figura 5 che rappresenta uno schema a blocchi di una seconda variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione.

Il sistema di ricezione GPS denominato G è connesso alla scheda di ~~acquisizione~~ dati S e quindi ad un telefono mobile T, al quale è collegato un



sensores di accelerazione ACC, racchiusi in un contenitore CONT corazzato in acciaio.

La scheda di acquisizione dati S invia i dati di posizione (latitudine, longitudine e altezza) al telefono mobile T che preferibilmente comprende anche una memoria (non mostrata) atta a memorizzare i dati ricevuti dalla scheda di acquisizione dati S. Il sensore di accelerazione ACC in caso di un incidente, e quindi nel caso l'accelerazione ha superato un limite prefissato, attiva il telefono mobile T inviando i dati di posizione memorizzati. In questo caso si ottiene un sistema sicurezza in grado di segnalare immediatamente la posizione esatta per consentire una rapida individuazione e soccorso.

Ci riferiamo ora alla figura 6 che rappresenta uno schema a blocchi di una terza variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione.

Il sistema di ricezione GPS denominato G è connesso alla scheda di acquisizione dati S a sua volta connesso al calcolatore C e ad una coppia di sensori SENS1 e SENS2. Il sensore SENS1 è un sensore di posizione della manetta motore, cioè indica un valore proporzionale alla posizione dell'acceleratore del velivolo. Il sensore SENS2 è un sensore indicatore del livello di carburante. La misura del livello del carburante e la conoscenza della posizione della manetta motore permettono, insieme alla conoscenza dei dati di consumo del motore del velivolo, di predire la posizione del velivolo. Il pilota inserisce nel calcolatore C i dati relativi al proprio motore, la destinazione ed i punti intermedi. Il calcolatore genera in tempo reale l'evoluzione della rotta e suggerisce assetto e posizione della manetta al pilota affinché si raggiunga la destinazione inserita nel minor tempo o con il minor

consumo nei minimi dettagli. Può anche ripianificare la rotta per i punti intermedi in caso di emergenza. Attraverso la continua e automatica riconfigurazione del sistema il pilota sa sempre dove si trova e cosa deve fare per raggiungere in sicurezza punti prefissati anche a visibilità ridotta. Il sistema di visualizzazione V può inoltre mostrare gli strumenti motore quali potenza impostata e livello carburante.

Ci riferiamo ora alla figura 7 che rappresenta uno schema a blocchi di una quarta variante del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS in accordo alla presente invenzione.

Il sistema di ricezione GPS denominato G è connesso alla scheda di acquisizione dati S a sua volta connesso al calcolatore C e alla coppia di sensori SENS1 e SENS2. Come in figura 6, il sensore SENS1 è un sensore di posizione della manetta, cioè indica un valore proporzionale alla posizione dell'acceleratore del velivolo. Il sensore SENS2 è un sensore indicatore del livello di carburante. La scheda di acquisizione dati S riceve in ingresso il segnale proveniente dai sensori di posizione delle superfici mobili SENM (uno per superficie mobile), e fornisce in uscita i segnali per gli attuatori delle superfici mobili ATSM (uno per superficie mobile). Il sistema espleta le stesse funzioni come nell'esempio di figura 6 ma, grazie alla presenza del controllo delle superfici mobili del velivolo, esso effettua automaticamente tutti gli aggiustamenti di rotta e assetto per permettere, in completa autonomia, il raggiungimento delle destinazioni. Si ha quindi un vero e proprio autopilota adattabile a qualsiasi velivolo per permettere trasferimenti sulle lunghe distanze con minor affaticamento per il pilota.

Le varianti del sistema di strumentazione di un velivolo mediante GPS

qui descritte possono essere utilizzate a se stanti oppure integrate tra di loro in parte o in tutto.

RIVENDICAZIONI

1. Sistema modulare di strumentazione per velivoli comprendente: quattro antenne (A1-A4) connesse a quattro ricevitori GPS (GPS1-GPS4) che forniscono in uscita i dati di assetto e le velocità angolari; una scheda di acquisizione dati (S, C) che riceve, memorizza ed elabora detti dati di assetto e dette velocità angolari provenienti da detta scheda di acquisizione dati (S, C) e fornisce dati relativi agli strumenti di bordo di un velivolo; mezzi di visualizzazione (V) di detti dati relativi agli strumenti di bordo.

2. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 1 caratterizzato dal fatto che scheda di acquisizione dati (S, C) effettua una serie di misure dalle quali ricavare le informazioni statistiche, ossia calcola i valori medi di detti dati di assetto e di dette velocità angolari.

3. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 1 caratterizzato dal fatto che detti strumenti di bordo comprendono almeno uno dei seguenti strumenti orizzonte artificiale, altimetro, virosbandometro, roll e pitch, variometro, anemometro, girobussola direzionale, G-Metro.

4. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 1 caratterizzato dal fatto di comprendere un elaboratore che elabora i detti dati di assetto e dette velocità angolari provenienti da detta scheda di acquisizione dati (S) e fornisce dati relativi agli strumenti di bordo di un velivolo.

5. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 1 caratterizzato dal fatto di comprendere un registratore (R) atto a registrare i dati di assetto, la posizione di un velivolo e la data e l'ora di



registrazione, ad intervalli regolari.

6. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 1 caratterizzato dal fatto di comprendere un telefono mobile (T), una memoria atta a memorizzare i dati ricevuti dalla scheda di acquisizione dati ed un sensore di accelerazione (ACC) atto ad attivare detto telefono mobile (T) ed inviare detti dati.

7. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 1 caratterizzato dal fatto di comprendere un sensore di posizione della manetta motore (SENS1) ed un sensore indicatore del livello di carburante (SENS2).

8. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 7 caratterizzato dal fatto di comprendere sensori di posizione delle superfici mobili (SESM) ed attuatori delle superfici mobili (ATSM).

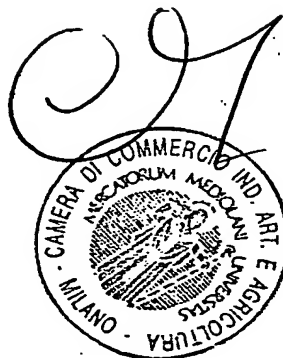
9. Sistema modulare di strumentazione per velivoli in accordo alla rivendicazione 1 caratterizzato dal fatto che detta scheda di acquisizione dati (S) elabora detti dati di assetto e dette velocità angolari, li integra ai dati relativi ad una mappa digitale e li fornisce a detti mezzi di visualizzazione (V).

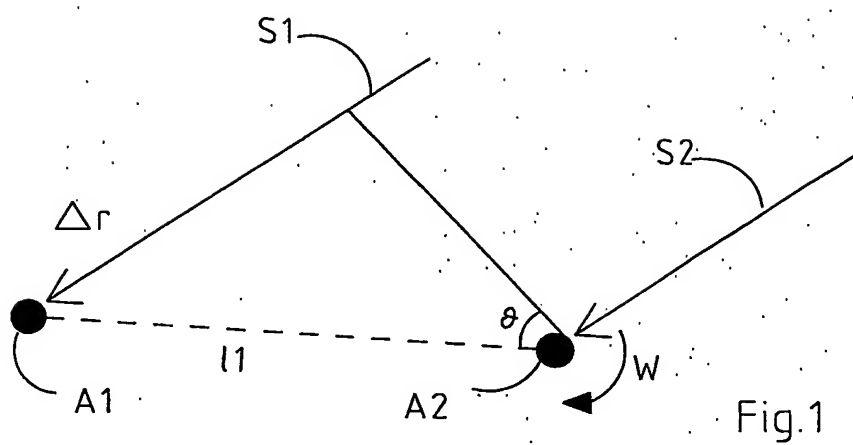
10. Metodo per la determinazione dei parametri relativi alla strumentazione per velivoli comprendente le seguenti fasi: ricevere una serie di dati di assetto e le velocità angolari da quattro ricevitori GPS (GPS1-GPS4); calcolare i valori medi di detti dati di assetto e di dette velocità angolari; memorizzare detti dati; elaborare detti dati di assetto e dette velocità angolari; fornire dati relativi agli strumenti di bordo di un velivolo; visualizzare detti strumenti di bordo di un velivolo.

11. Metodo in accordo alla rivendicazione 10 caratterizzato dal fatto di introdurre una disuguaglianza geometrica per ridurre lo spazio di ricerca della misura della differenza di fase, utilizzare una funzione di perdita di gruppo per selezionare la soluzione; controllare la soluzione per mezzo di un controllo di integrità sulla matrice covariante degli errori.

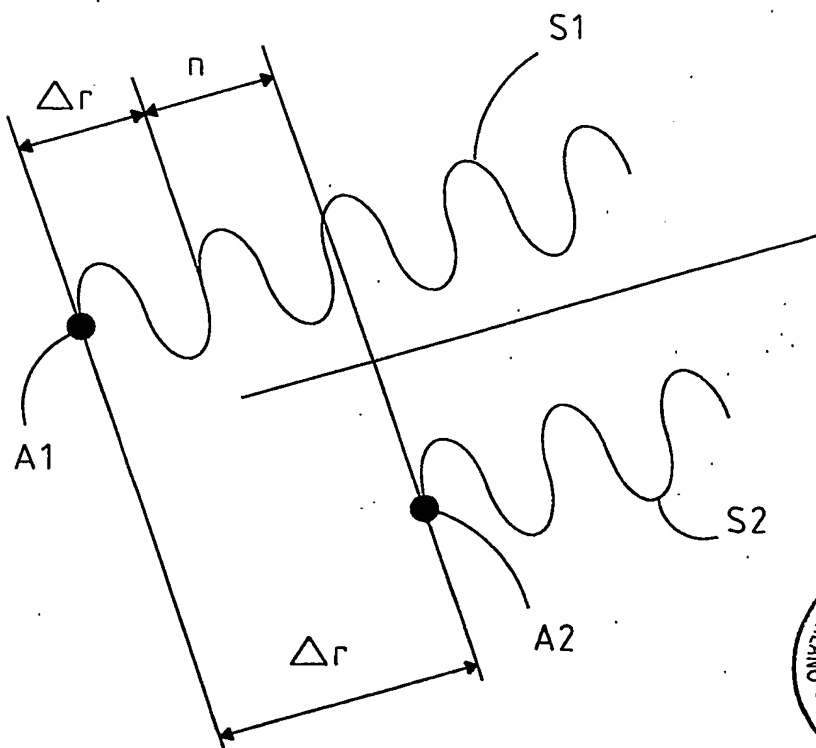
12. Metodo in accordo alla rivendicazione 10 caratterizzato dal fatto di utilizzare un filtro di Kalman esteso ai sistemi non lineari per eliminare gli errori dovuti ai percorsi multipli.

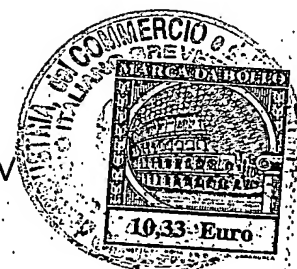
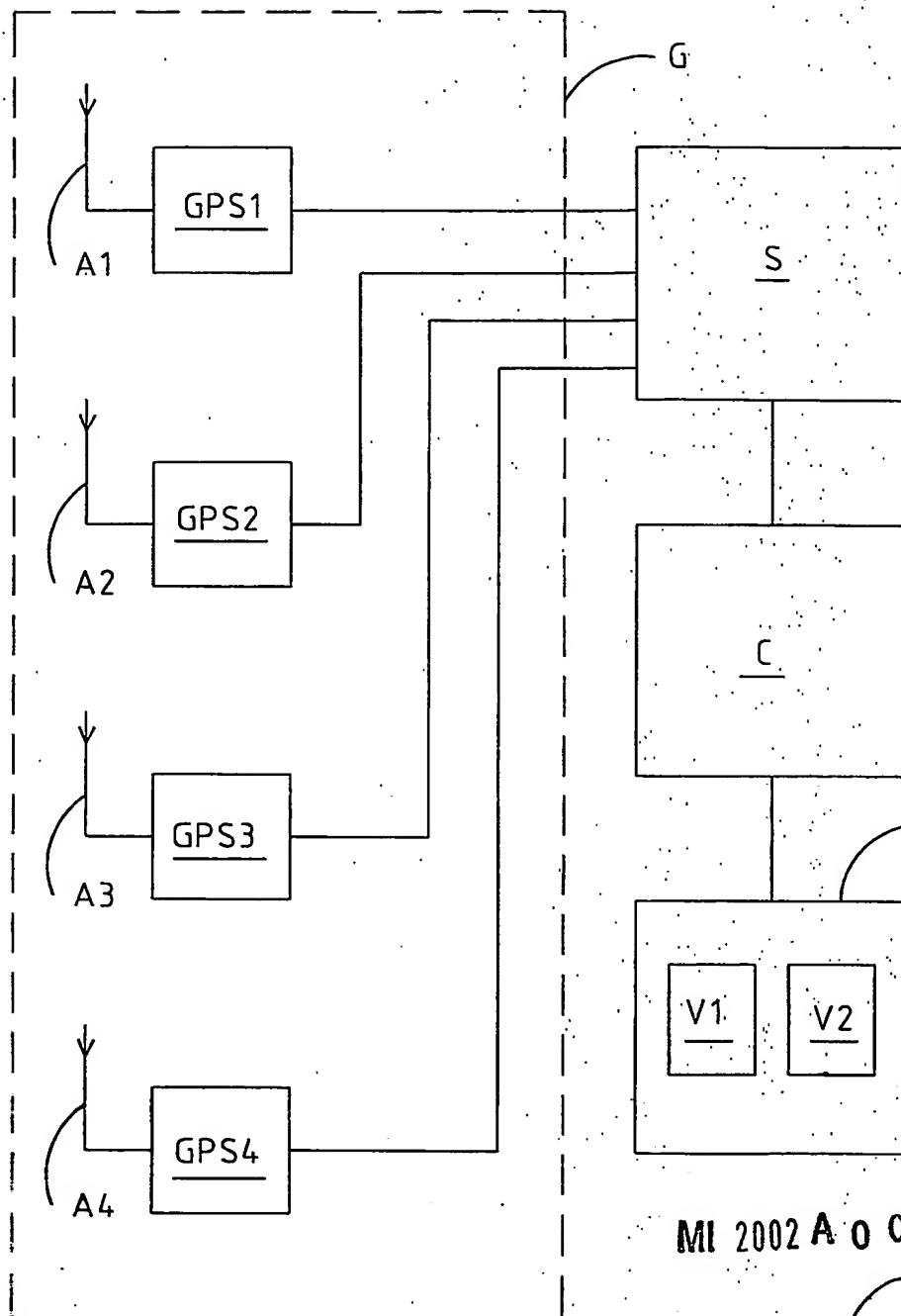
Dr. Ing. Enrico Mittler





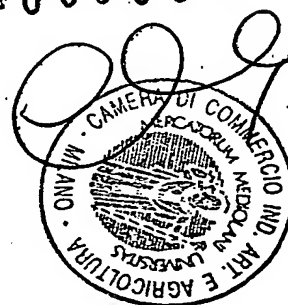
MI 2002 A 0 0 0 0 8 8





MI 2002 A 0 0 0 0 8 8

Fig.3



Dr. Ing. Enrico Mittler

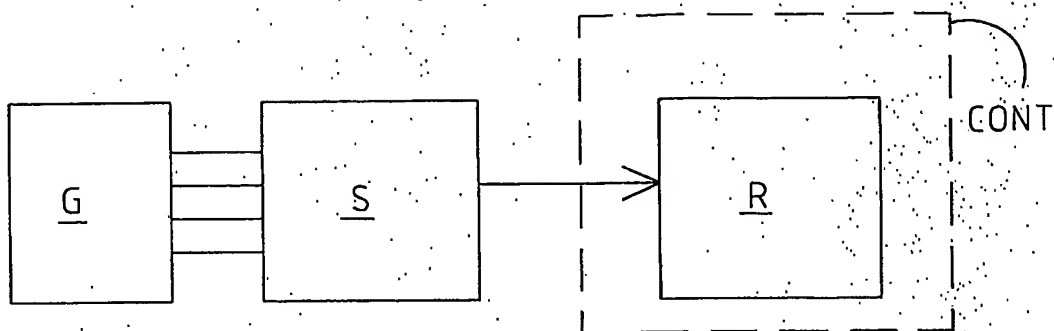


Fig. 4

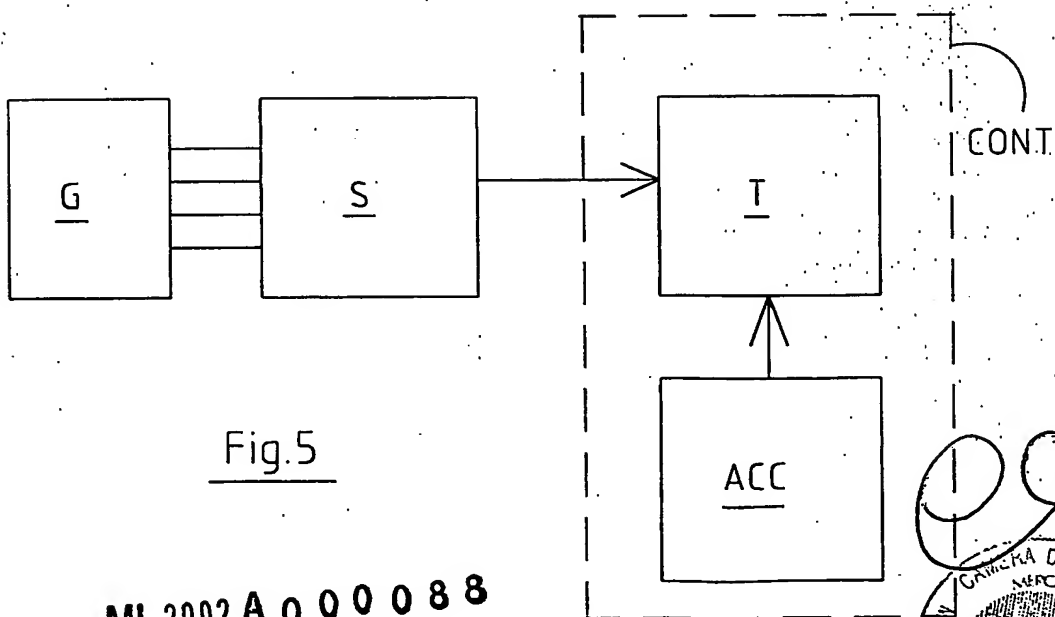
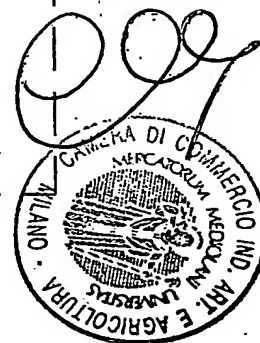


Fig. 5

MI 2002 A 0 0 0 0 8 8



Dr. Ing. Enrico Mittler

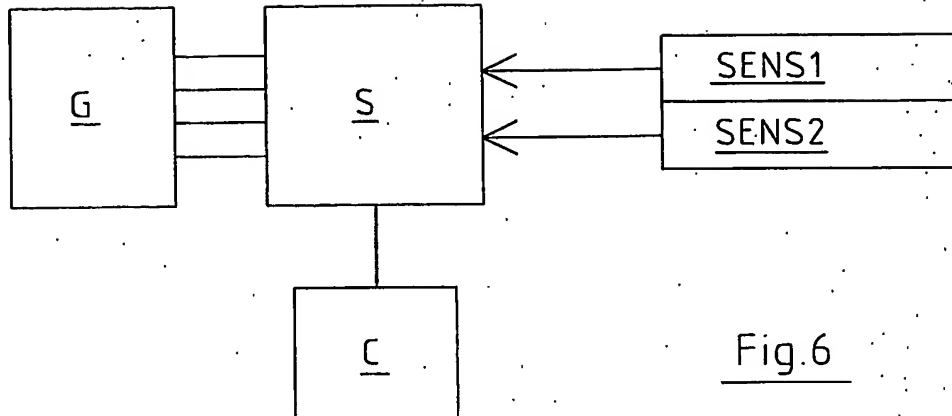


Fig.6

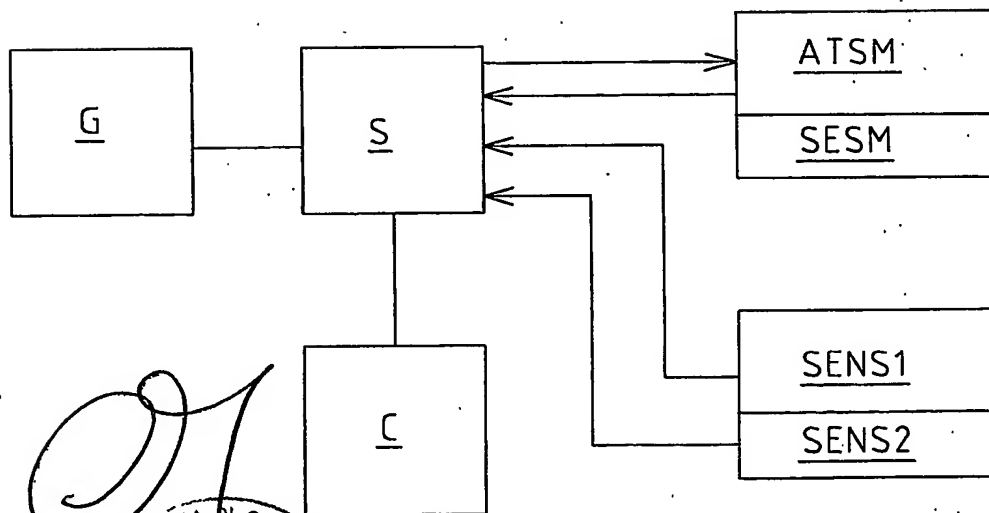


Fig.7

MI 2002 A 0 0 0 0 8 8



Dr. Ing. Enrico Mittler

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☒ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☒ FADED TEXT OR DRAWING
- ☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☒ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.